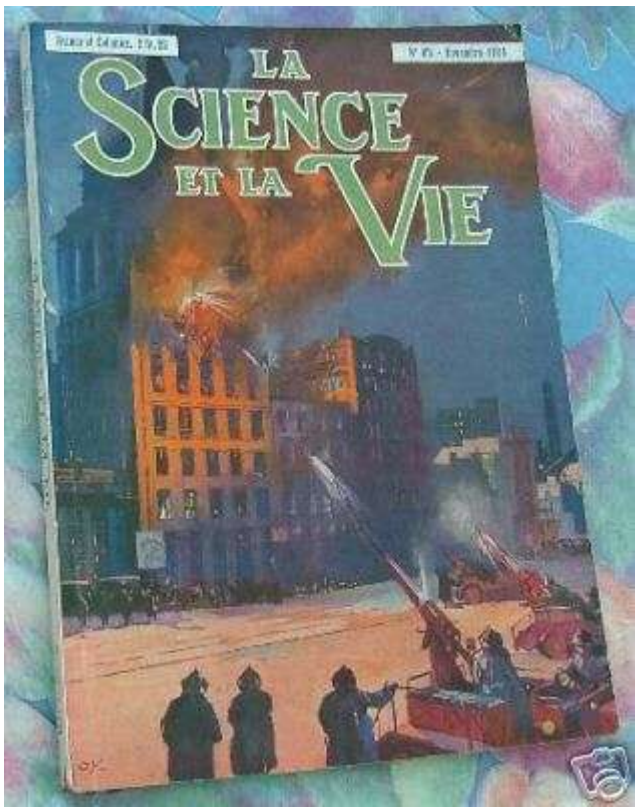

LA
SCIENCE
ET LA
VIE

L'AVION INCAPOTABLE LEYAT

Par Marcel FOSSONIER

Dès le début de l'aviation, un problème s'imposa à la sagacité des constructeurs : la stabilité tant longitudinale que latérale des machines volantes, et, partant de ces recherches, les inventeurs furent amenés à trouver des dispositifs stabilisateurs qui devaient, le cas échéant, suppléer aux défaillances toujours possibles des aviateurs ou aux fautes de pilotage.

Ce problème de la sécurité en aéroplane, très complexe en lui-même, fut étudié avant guerre, principalement par deux inventeurs qui obtinrent des résultats appréciables avec des appareils totalement différents. Nous voulons parler du stabilisateur Doutre et de l'aérostable Moreau.

Le stabilisateur Doutre se composait essentiellement d'un plan, placé perpendiculairement au sens de la marche, taré convenablement et qui, au moyen de masselottes, commandait, par l'intermédiaire d'un piston à air comprimé, le plan de profondeur, pour ramener l'équilibre momentanément menacé de l'avion ; ce plan agissait sous la pression de l'air, trop forte en cas de chute ou insuffisante en cas de perte de vitesse ou de montée par trop rapide.

Moreau, lui, avait choisi le système pendulaire : le siège du pilote, convenablement articulé, placé assez bas au-dessous du centre de sustentation, faisait l'office du pendule et agissait également, avec une certaine efficacité, sur les plans de profondeur.

Nous citerons, à titre indicatif, la perche d'atterrissage de « l'avion sans pilote » de Percheron, perche d'atterrissage expérimentée également au S. T. Aé sur avion de bombardement de nuit et qui peut permettre un atterrissage correct si le pilote ne sent pas bien son terrain et est incapable d'estimer la hauteur à laquelle il se trouve par suite de l'obscurité. Cette perche, suffisamment longue et déclanchée à la volonté du pilote au moment où il veut atterrir, en touchant le sol, corrige, si cela est nécessaire, la mauvaise manœuvre qui peut se produire.

M. Leyat, vieux constructeur, ancien et brillant élève de l'École Centrale de Paris, a construit un avion particulièrement remarquable au point de vue de la sécurité.

Marcel Leyat, spécialisé dans les recherches pour la sécurité depuis 1906, a, du reste, rendu de signalés services à l'aviation militaire quand, rappelé du front en 1917, il réussit, par ses travaux sur les propulseurs aériens et ses recherches, à trouver les bois de remplacement nécessaires pour la fabrication des hélices, alors que le noyer commençait à manquer en France. Ces bois, orme et hêtre, sont depuis toujours employés.

M. M. Leyat

L'inventeur de la voiture automobile à hélice et le constructeur de l'avion incapotable, appareil de démonstration.

On lui doit également la voiture à hélice aérienne, si curieuse, dont *La Science et la Vie* a donné une description complète dans son n° 53 (novembre 1920).

Comme planeur, Marcel Leyat a pris un modèle d'avion réformé, un A. R., dû au regretté colonel Dorand ; cet appareil est actionné par un moteur Renault 190 CV ; l'hélice Chauvière est en prise directe sur le moteur. L'avion incapotable Leyat est donc caractérisé essentiellement par :

1° Le planeur d'A.R. comprenant, comme tous les appareils, des surfaces portantes, des surfaces de stabilisation longitudinale et latérale et ses organes de manœuvre de profondeur et de gauchissement ;

2° Un fuselage ou nacelle comprenant les trains d'atterrissage, le groupe motopropulseur, les réservoirs, les sièges du pilote et des passagers, *les empennages et organes destinés à assurer la stabilité automatique* du fuselage sur sa trajectoire, les organes propres à corriger les variations éventuelles du centre de gravité de ce fuselage par une action compensatrice aérodynamique.

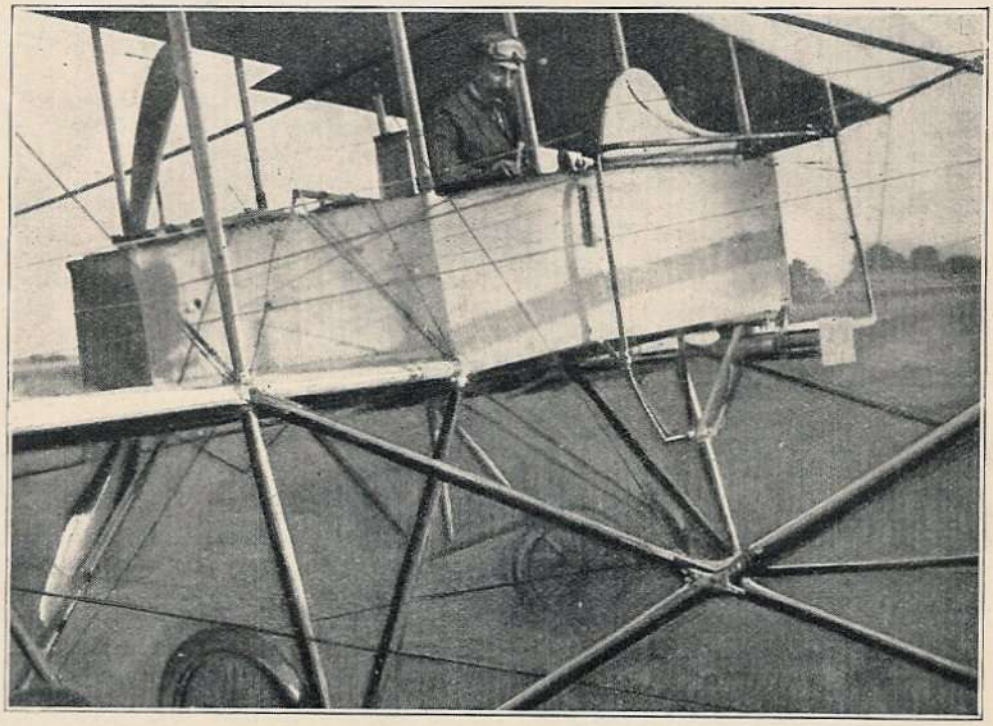
Les organes de direction (gouvernail ver-

tical) peuvent être portés soit par le planeur, soit par le fuselage, soit par les deux. La réunion du planeur au fuselage est faite par un axe d'oscillation normal au plan de symétrie de l'appareil, autour duquel le planeur oscille librement sans que ces mouvements influent en quoi que ce soit sur les positions relatives de ses gouvernes. A cet effet, les commandes de profondeur et de gauchissement passent toutes à l'intérieur ou à proximité de cet axe pour pénétrer dans le fuselage jusqu'au poste de pilotage.

L'axe d'oscillation passe par la verticale du centre de gravité du fuselage. Sa position sur le planeur a été choisie — et cela était indispensable — en avant du centre de gravité du dit planeur, de telle sorte que la résultante du poids du fuselage et celui du planeur puisse coïncider avec la résultante des réactions aérodynamiques sustentatrices.

En résumé, cet appareil, dans son ensemble, est un projectile empenné auto-moteur, muni d'ailes ; l'incidence relative est obtenue par commande aérodynamique.

Le pilote, manœuvrant comme dans un avion ordinaire, produit les mouvements des gouvernes de profondeur du planeur, et celles-ci provoquent les variations d'incidence de l'appareil. Ce changement d'incidence produit une réaction sur la cellule dont une partie se transmet par l'axe du fuselage, le soutient et le fait descendre ou monter.



UN AVION STABILISÉ, SYSTÈME DOUTRE

Cette photo, qui date de 1912, montre un avion stabilisé par le système Doutre, dont on aperçoit, en avant, sous la carlingue, l'organe principal : la plaque tarée agissant sur les masselottes commandant elles-mêmes l'ouverture du cylindre à air comprimé, sorte de servo-moteur actionnant dans les cas critiques, et indépendamment de la volonté du pilote, le gouvernail de profondeur. Au siège du pilote, Didier, qui assure actuellement un service important à la Cie « Air-Union », du Bourget.

Le dessin page 406 donne une réalisation du principe appliqué à un avion quelconque. L'effort de traction de l'hélice est égal à la résistance totale, à la traînée, et la construction de l'ensemble est telle que la ligne d'action de ces deux forces passe par l'axe de sustentation.

On comprendra encore mieux toutes les particularités et le fonctionnement de ce mobile en faisant l'hypothèse suivante :

Décomposons en deux la traction de l'hélice : d'une part, l'effort de traînée du

fuselage, d'autre part, l'effort de traînée du planeur seul, et supposons que le fuselage soit suspendu par un câble au planeur.

Cette supposition est faite uniquement au point de vue de l'équilibre longitudinal, l'effort de traînée en planeur étant supposé obtenu par un moteur idéal et une hélice sans inertie et sans effet gyroscopique, ce qui, en réalité, n'existe pas et ne peut exister.

Si nous imaginons encore que le pilote dispose dans le fuselage de commandes qui agissent à distance sur les organes stabilisateurs du planeur, en passant par le câble d'attache, nous serons amenés à faire immédiatement les constatations suivantes :

a) L'inclinaison du fuselage dépend uniquement de la direction de la trajectoire ;

b) L'angle de la corde de l'aile avec l'axe du fuselage est rigoureusement et constamment égal à l'angle d'attaque ;

c) Pour monter, le pilote, agissant sur les commandes absolument comme dans un avion ordinaire, n'aura à faire cabrer que le planeur pour modifier son angle d'attaque.

Lorsque la sustentation sera devenue supérieure au poids, la nacelle sera soulevée par le câble, sa trajectoire deviendra ascendante, et cette modification inclinera l'axe du fuselage suivant la nouvelle pente.

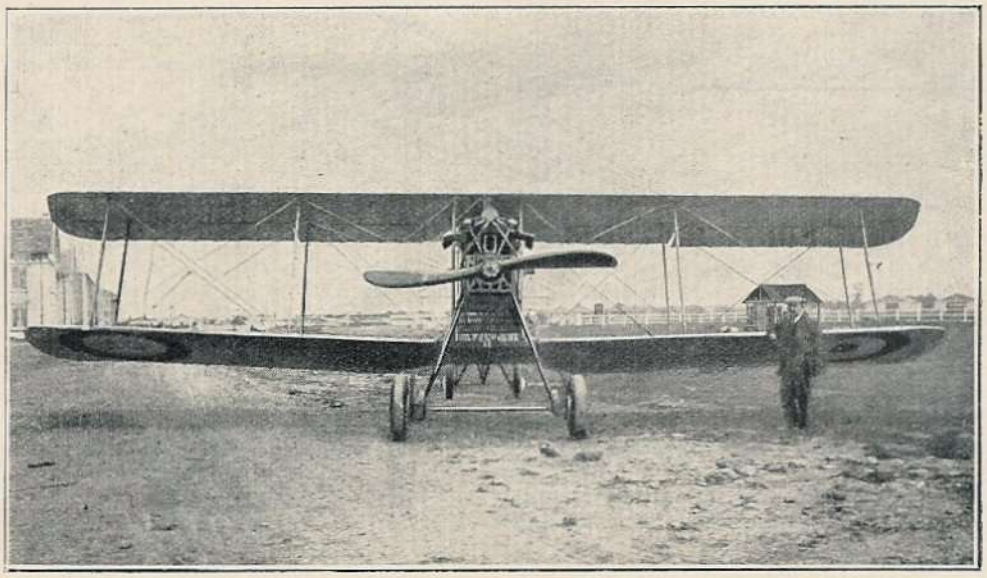
d) Les remous qui affecteront la stabilité longitudinale des deux modèles n'auront pas les mêmes effets sur chacun d'eux, parce que les formes extérieures sont très différentes, comme est également différente leur inertie longitudinale respective.

Sur le planeur, toute variation de direction du vent se traduit par une oscillation, la cellule ayant aérodynamiquement une inertie négligeable, l'angle d'attaque reste pratiquement constant sans que le pilote intervienne. Les variations de vitesse du vent relatif étant négligeables par rapport aux vitesses de l'avion, il en résulte la suppression radicale des efforts verticaux dus *aux remous*, et ce, sans que le pilote intervienne.

Ces mêmes variations d'inclinaison de vent relatif sont sans action sur le fuselage, dont l'inertie longitudinale (si dangereuse dans un avion ordinaire) devient une qualité extrêmement précieuse et peut être augmentée systématiquement par construction.

Ne se feront donc sentir sur le fuselage que les variations atmosphériques modifiant la trajectoire. Le pilote en sera averti instantanément et ne sera averti que de celles-là, qui seules exigent une manœuvre.

e) La descente normale est l'inverse de la montée, mais un avion du système ordinaire



L'AVION DE DÉMONSTRATION LEYAT, VU DE FACE

De prime abord, cet appareil, vu de face, paraît semblable aux autres. A remarquer, toutefois, sur les roues avant, les tambours de freins et, vers l'arrière, deux autres roues, plus visibles sur notre photo de profil (page 408), qui assurent un départ et un atterrissage parfaits, en même temps qu'elles supportent la queue du système moto-propulseur.

possède, hélas, une deuxième façon de descendre, celle qui débute par la perte de vitesse et se termine souvent par la chute.

Ce qu'on appelle couramment « perte de vitesse » est la situation d'un avion resté dans une orientation longitudinale parallèle à celle qu'il possède un instant avant, mais avec une vitesse insuffisante pour produire les réactions capables de le maintenir sur une trajectoire ainsi orientée. Cette définition, un peu obscure pour être applicable dans le cas de vols acrobatiques, devient très simple quand il s'agit du vol horizontal.

Notons ici que le grand inconvénient de la perte de vitesse est de prendre le pilote au dépourvu et de ne se révéler à lui que lorsqu'il est généralement *trop tard.*

Le seul remède qu'on ait trouvé jusqu'ici revient aux indicateurs de vitesse. Ils ont comme inconvénient d'exiger que le pilote les regarde. Leurs indications sont très sujettes à caution et, enfin, les aviateurs constatent que la vitesse est devenue insuffisante lorsqu'il est trop tard, lorsque la perte de vitesse est un fait accompli.

Avec cet avion particulier que nous décrivons ici, que se passe-t-il ?

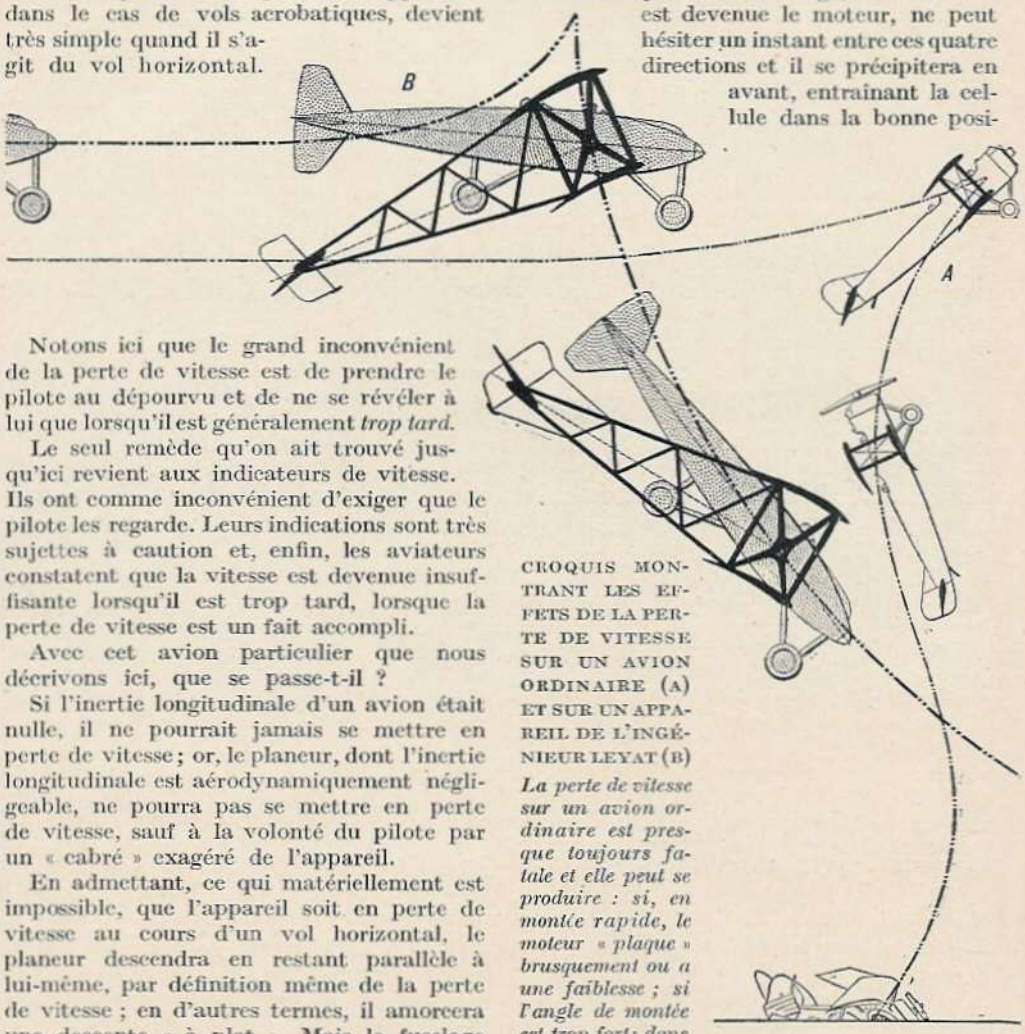
Si l'inertie longitudinale d'un avion était nulle, il ne pourrait jamais se mettre en perte de vitesse; or, le planeur, dont l'inertie longitudinale est aérodynamiquement négligeable, ne pourra pas se mettre en perte de vitesse, sauf à la volonté du pilote par un « cabré » exagéré de l'appareil.

En admettant, ce qui matériellement est impossible, que l'appareil soit en perte de vitesse au cours d'un vol horizontal, le planeur descendra en restant parallèle à lui-même, par définition même de la perte de vitesse ; en d'autres termes, il amorcera une descente « à plat ». Mais le fuselage est une flèche empennée, dont l'orientation ne dépend que du vent relatif sur sa trajectoire ; dans cette descente il prendra donc automatiquement et immédiatement une *inclinaison sur l'avant.*

Le pilote *sentira la descente piquée* dès le début de cette descente et sans qu'il ait manœuvré pour cela, son planeur restant « à plat ». Le pilote fera *aussitôt* la manœuvre pour faire piquer l'appareil.

On sait qu'en perte de vitesse les gouvernes sont « molles » et inefficaces. Un avion ordinaire « en perte », le « manche » à fond en avant, peut aussi bien partir en avant, en arrière, à droite, à gauche ; il n'a aucune raison pour choisir la seule glissade de salut qui existe sur quatre.

Avec ce système, le fuselage, dont la masse est devenue le moteur, ne peut hésiter un instant entre ces quatre directions et il se précipitera en avant, entraînant la cellule dans la bonne posi-



CROQUIS MONTRANT LES EFFETS DE LA PERTE DE VITESSE SUR UN AVION ORDINAIRE (A) ET SUR UN APPAREIL DE L'INGÉNIEUR LEYAT (B)

La perte de vitesse sur un avion ordinaire est presque toujours fatale et elle peut se produire : si, en montée rapide, le moteur « plaque » brusquement ou a une faiblesse ; si l'angle de montée est trop fort; dans un virage trop à la verticale en proportion de la vitesse de l'avion, ou si le moteur cale à ce moment; dans une descente planée trop à plat. Cette perte de vitesse est fatale, même à grande hauteur, pour les avions de transport. Sur l'avion Leyat, la seule glissade possible est un « piqué », amorcé même en cas de faute de pilotage. La période critique est terminée dès que le fuselage est devenu tangent à la trajectoire.

tion, et ce, dès le début de la chute à plat.

En conséquence, la perte de vitesse, même si, contrairement à toute attente, elle pouvait se produire avec ce dispositif, ne pourrait avoir aucune conséquence dangereuse, puisque l'avion ne peut amorcer aucune glissade en arrière ou sur le côté.

Cette perte de vitesse se réduirait uniquement à une abatée nécessaire au rattrapage de la vitesse de sustentation.

Nous avons vu que seuls les grands remous modifiant la trajectoire de l'ensemble auront une répercussion sur la nacelle et exigeront une manœuvre du pilote. Il en résultera une facilité de conduite fort appréciable et un confort plus grand pour les voyageurs.

Le système présente un autre avantage qui est loin d'être négligeable : la maniabilité.

On conçoit sans peine que l'inertie longitudinale, facteur de confort antitangage, ne s'oppose plus ici à la manœuvre en profondeur. Pour monter, par exemple, le pilote n'a pas à cabrer toute la masse du véhicule. L'inertie longitudinale étant environ le dixième de l'inertie totale de l'avion, à poids égal, avec les mêmes gouvernes, notre avion répondra dix fois plus vite sous le même effort musculaire, ou si on préfère dans le même temps que l'avion ordinaire avec une fatigue du pilote dix fois moindre.

On pilote actuellement sans fatigue et sans avoir recours à des procédés compliqués de servo-moteur des avions de 10 tonnes.

On peut, dès lors, avec ce principe entièrement nouveau, concevoir la conduite aussi aisée d'un avion de 100 tonnes.

L'atterrissage du système présente des nouveautés extrêmement importantes :

a) Le fuselage étant un indicateur parfait de trajectoire, le pilote voit très exactement le point du sol vers lequel il se dirige ;

b) Quand il redresse, ce fuselage est un contrôle d'une exactitude parfaite de la modification de cette trajectoire ;

c) L'atterrissage normal se fait sur quatre roues ; les roues avant ne sont plus sous le centre de gravité comme dans l'avion ordinaire, mais très en avant de ce centre ; de la sorte, même en redressant trop tard, et avec une descente effectuée sous un angle de 30°, l'avion imaginé par M. Leyat est dans l'impossibilité absolue de capoter.

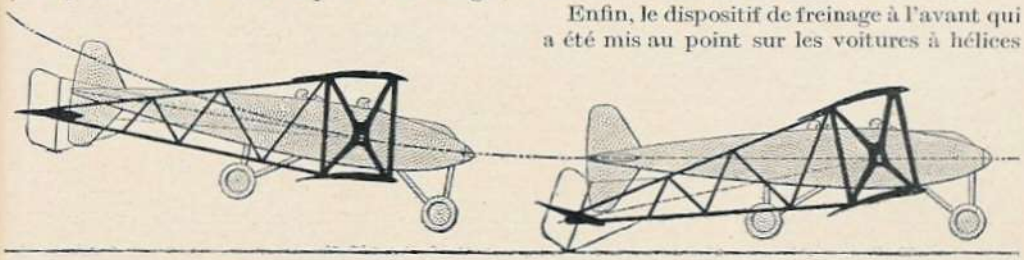
Si, par mauvaise visibilité, le sol a été vu trop tard, aucun risque si la pente de vol plané correspond à la vitesse verticale que, par construction, les trains sont susceptibles d'absorber et, dans le cas contraire, il y aura affaissement des masses à plat et non capotage complet ou écrasement télescopique du fuselage avec dangers d'incendie.

d) La possibilité d'atterrir sur quatre roues, tout en ayant une incidence très grande des ailes, permet la réalisation du mode d'atterrissage bien connu des oiseaux, mais non encore obtenu par l'avion, l'atterrissage dans le deuxième régime, avec moteur pleins gaz, la vitesse de l'avion étant *minima*. C'est l'atterrissage obligatoire de l'avion en terrain quelconque.

Avec le nouveau dispositif, ce genre d'atterrissage est facile, puisque l'aviateur n'a pas à craindre la perte de vitesse et que ce régime peut être adopté, les roues étant à 50 centimètres du sol. Or ceci n'avait pas encore pu être réalisé parfaitement jusqu'ici.

L'essor. — Il est facile de voir que la durée de roulement à terre est diminuée dans une notable proportion, de tout le temps pendant lequel l'avion ordinaire roule en traînant sa béquille arrière sur le sol ; la maniabilité permet le décollage plus franc. Il y a donc ici encore un facteur de sécurité nouveau.

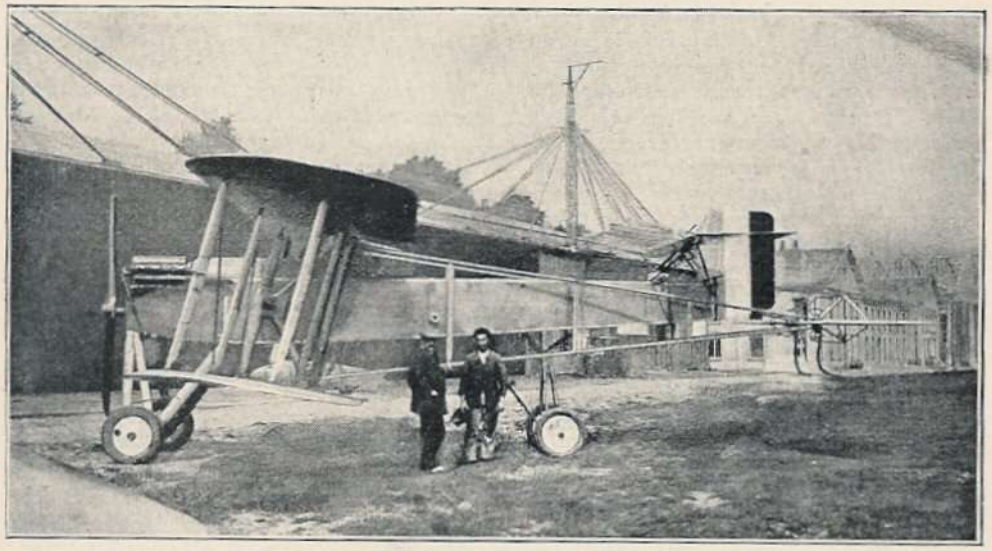
Enfin, le dispositif de freinage à l'avant qui a été mis au point sur les voitures à hélices



LA FIN DU VOL PLANÉ ET L'ATTERRISSAGE DE L'AVION LEYAT

Dès que le pilote réduit son moteur, l'avion amorce un vol plané ; le pilote bloque ses freins et atterrit sans qu'il y ait intervention de sa part, assuré que le roulement au sol est réduit au minimum, avantage précieux, surtout si le terrain est incertain. Cet atterrissage est prévu sous une incidence très grande ; les béquilles arrière du planeur viennent en contact avec le sol lorsque la trajectoire est presque horizontale et quand les quatre roues sont à quelques centimètres du sol. La diminution d'incidence qui résulte alors de ce contact adoucit l'atterrissage et, si le pilote, à ce moment, continue à tirer sur le « manche », il augmente le freinage des béquilles sans risquer un rebondissement, souvent dangereux.

Leyat a montré des avantages tels que le constructeur, dès 1919, a abandonné tout freinage à l'arrière comme dangereux et inefficace, au moment où le freinage sur roues avant faisait à peine son apparition sur les automobiles ordinaires. Ce dispositif permet à l'avion Leyat de s'arrêter, sans capotage possible, avec les roues avant totalement freinées. La résultante des forces d'inertie passe en arrière du point de contact des roues avant, mais assez près pour que l'adhérence puisse être considérée comme totale.



L'AVION INCAPOTABLE VU DE PROFIL

On distingue aisément le point d'oscillation du système tenant au troisième mât avant, point central d'une sorte de K. On voit également les deux empennages indépendants l'un de l'autre, l'un supporté par le fuselage du groupe moto-propulseur, l'autre en tubes d'acier uniquement relié au planeur et oscillant avec lui.

Il en résulte que la longueur de roulement de l'avion ordinaire sans frein est réduite, par la seule présence des freins, de plus de moitié.

Si, de plus, on tient compte de ce que ce dispositif permet d'arriver au sol avec une vitesse horizontale très inférieure à la vitesse d'un avion ordinaire, on se rendra compte de l'intérêt du système au seul point de vue de la sécurité aux atterrissages voulus ou forcés.

Le dispositif aura d'autres avantages aux points de vue de la construction, de l'adaptation et des résultats aérodynamiques, mais le développement n'a pas sa place ici ; les nouveautés décrites se résument donc ainsi :

Indicateur de trajectoire et d'incidence ; commandes de profondeur aérodynamique de la cellule obéissant sans retard ; suppression du tangage de voilure et des efforts de chocs des remous de faibles amplitudes ; suppression des dangers de la perte de vitesse, glissade sur l'aile, chute à plat ou en arrière ; facilité de pilotage ; maniabilité en profondeur ; qualités d'atterrissage ; précision de direction et de manœuvre en profondeur ; incapotabilité absolue ; vitesse d'atterrissage réduite au minimum ; rapidité d'essor ; limitation du roulement au sol par freinage particulièrement efficace sur l'avant.

Les expériences déjà effectuées à Villacoublay, au Service Technique de l'Aéronautique, ont totalement vérifié le principe lui-même et apporté à l'inventeur la certitude absolue de ses calculs.

Au cours de l'année, cet avion a quitté le sol après avoir roulé moins de cent mètres.

Le seul fait d'avoir volé avec un fuselage-voiture muni de quatre roues, dont deux, à l'avant, freinées, de partir, d'atterrir sur ces quatre roues tout en donnant à la voilure l'incidence optima, prouve que ce dispositif peut et doit être expérimenté dans les applications militaires actuelles.

Le principe pourra alors se généraliser par la suite à tous les avions, sans oublier les hydravions, puisque le gros hydravion de haute mer fut l'occasion même de l'invention, en 1912.

MARCEL FOSSONIER.